



空天科学与工程系列教材·飞行器总体技术与应用

导弹总体设计导论

Introduction to Missile Overall Design

刘新建 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

导弹总体设计导论

刘新建 著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书主要讲述有关导弹总体设计的基本知识,内容包括设计基础、气动外形设计、部位安排与操控特性、推进系统选择、总体参数设计、弹道规划与制导、姿态控制设计和总体方案性能评估,弹道导弹和飞航导弹均有涉及;内容侧重导弹总体设计基本原理、基本设计与分析方法的阐述,强调各部分之间的设计逻辑、前因后果和数学物理关系,概念和条理清晰,注重基础性、理论性和系统性,图文并茂,配有适当的例题,是作者二十多年来教学与科研心得体会的结晶,特别适合初学者系统地学习。

本书可作为高等院校导弹总体设计课程本科生或研究生的参考教材,也可作为国防工业部门和军队从事导弹武器总体设计与论证、制导与控制、作战指挥与飞行仿真等技术人员的参考读物。

图书在版编目(CIP)数据

导弹总体设计导论 / 刘新建著. —北京:国防工业出版社,
2017.1

ISBN 978-7-118-11083-8

I. ①导… II. ①刘… III. ①导弹-总体设计-研究
IV. ①TJ760.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 294746 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

三河市众誉天成印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 20 1/4 字数 408 千字

2017 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 80.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

总 序

航空航天技术的迅猛发展为航空器、卫星、运载火箭、导弹等各类武器装备的更新换代提供强大的推动力,已经成为左右战场态势、决定战争胜负乃至影响世界政治格局的重要因素之一,已经成为衡量一个国家综合实力、科技实力和军事实力的重要标志。

飞行器总体技术是武器系统研制和应用的“龙头”,涉及了多学科多专业的交叉、融合、综合和优化。飞行器总体技术从狭义上来说,可分为系统设计与集成技术、系统试验与验证技术以及系统分析与评估技术;广义上,它还应包含支撑飞行器总体设计和武器装备作战的系统工程管理、基础数据库和作战保障要素等。飞行器总体设计通过综合权衡、全面协调、多学科优化、演示验证、研制试验等获得一个符合研制要求的总体方案。飞行器总体技术与总体设计的水平不仅决定了飞行器系统的整体性能,而且也决定了其效费比,是飞行器研制最为基础、也最为重要的关键技术。

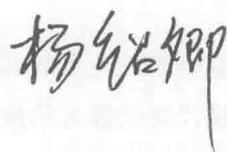
随着高新技术发展和现代战争需求,以及基础技术和各相关领域技术的发展,航空与航天技术逐步实现深度融合,飞行器总体技术与应用的内涵和外延也得到了相应的拓展。

国防科技大学航天科学与工程学院是我国飞行器总体技术与应用方面科学研究和知识传承的一个重要基地,他们积极参与了我国重大工程领域的研究开发设计工作,注重理论联系实际,突出学科交叉融合解决工程实际问题,取得了一系列瞩目的科学技术研究成果,曾出版了《远程火箭弹道学》《再入动力学与制导》《人造地球卫星轨道力学》《弹道导弹与运载火箭总体设计》等一系列高水平教材,不仅在我国航空航天教育领域得到广泛应用,而且成为航空航天部门科研人员的案头参考书。

近年来,国防科技大学的研究力量秉承“固优育新”理念,在保持传统飞行器研究优势的基础上,紧贴高超声速飞行器、在轨服务航天器、智能化飞行器等前沿领域,突出技术创新,把这些研究成果扩展到了教学中,并将逐步推出这套飞行器

总体技术与应用的系列教材,涵盖导弹总体设计、航天器交会对接、飞行器系统辨识等主要内容,推动教学知识体系的更新与深化。

我希望也相信这套教材能够为我国飞行器总体与应用人才培养发挥重要作用。



2017年3月

前 言

“导弹总体设计”课程是高等院校航空宇航科学与技术一级学科下属飞行器设计方向的一门主干专业课程。25年前,我当学生的时候,很渴望找到一本能够较好适合广大本科生、研究生学习用的教材或参考书,能体现这类人员的学习特点,通俗易懂且能系统解答学习上的困惑,导弹大致是怎样设计出来的?基本的原理、方法、流程是什么,数学物理模型是什么、前因后果是什么、各部分的关系是什么,为什么?能否图文并茂、条理清晰、案例点缀,一目了然。《导弹概论》之类的书籍对于初学设计的人员似乎过于简单,工程设计之类的书籍似乎又有点深奥,介于两者之间的适合系统学习的书籍似乎空缺,可那时能够在图书馆找到的就是苏联20世纪七八十年代关于弹道式导弹设计和试验之类的两本书,虽然经典,但作为教材总感觉教学用的基本信息量似乎不够。

目前,世界导弹技术已发展到空前的程度,但令人不解的是即使非常发达的美国,AIAA等出版的教育系列书籍中关于导弹总体设计方面的教材却寥寥无几,国内也不多见,其他关于导弹、飞机方面的空气动力学、飞行动力学、导航、制导与控制、发动机、结构等方面的教材和刊物倒比较多。在党和政府及军队的英明领导下,国防工业部门科研人员团结协作与奋斗下,我国的导弹武器事业取得了可歌可泣、举世瞩目的成就,但国防事业需要我们一代接一代的学子去传承、发扬光大,一本合适的参考书就是引导他们入门的好老师。

为此,怀着这个目标和愿望,在二十多年的教学和科研工作中,博览群书,采各家之长,系统归纳总结教学过程中出现的疑点难点,融入科学研究中的心得体会,按照自己的研究思路,综合撰写了本书,几经修改和完善。

感兴趣的高校在安排教学内容时,可根据本科生和研究生不同的层次、课时安排自主加以选取。一般可将前3章、第4章的前4节和第5章的前4节作为总体设计课程本科生教学的基本内容,大致50学时。为避免重复,研究生教学可在此基础上围绕总体设计各领域以专题深化和案例教学为主,因此其他的章节内容可部分作为参考。

需要指出,设计和分析是嵌套而不可分的,设计需要使用先进工具软件如 Fluent、Ansys 等获得丰富的数值计算数据以及风洞、试车、试飞等测量数据对方案进行详尽的性能计算和分析评价,这已超出本课程教学的范围。

显然,本书的部分内容参考了前辈和同行的成果,谨致以衷心的感谢!也因时间仓促和个人知识水平的局限,难免有不妥之处,敬请各位批评指正!

目 录

第 1 章 设计基础	1
1.1 导弹分类、战术技术要求和研制过程	1
1.2 空气动力、压力中心和焦点	2
1.2.1 坐标系	3
1.2.2 压力中心和空气动力	5
1.3 气动力矩	8
1.3.1 气动力矩表达式	8
1.3.2 俯仰力矩	9
1.3.3 偏航力矩	15
1.3.4 滚动力矩	16
1.4 铰链力矩	20
1.5 推力	21
1.6 引力和重力	22
1.7 制导控制系统及设备的工作原理	24
1.7.1 系统组成与功能	24
1.7.2 惯性导航	25
1.7.3 天文导航	36
1.7.4 卫星导航	40
1.8 弹上机构	41
1.8.1 同向操纵机构	43
1.8.2 差动操纵机构	44
1.8.3 复合操纵机构	44
1.9 连接与分离机构	45
1.9.1 爆炸螺栓分离	45
1.9.2 弹簧弹射分离	46
1.9.3 气动弹射分离	46
1.9.4 推力终止机构	47
1.10 弹身和弹翼结构	49

1.10.1	弹身结构	49
1.10.2	壳体结构的强度和稳定性	51
1.10.3	弹翼结构	54
	复习思考题	56
第2章	气动外形设计	57
2.1	气动外形对飞行性能的影响	57
2.1.1	导弹外形与航程的关系	57
2.1.2	导弹外形与机动性的关系	59
2.1.3	外形设计要求	59
2.2	导弹常用气动布局	60
2.2.1	翼面在弹身周向的配置形式	60
2.2.2	翼面纵向配置形式	62
2.3	弹身外形与几何参数选择	65
2.3.1	弹身直径参数的选择	66
2.3.2	弹身头部及尾部外形设计	70
2.3.3	弹身零升阻力系数估计	74
2.3.4	弹身中段外形设计	76
2.4	弹翼几何参数选择	80
2.4.1	弹翼设计基本问题	80
2.4.2	弹翼平面几何参数及选择	80
2.4.3	弹翼剖面形状及几何参数	90
2.4.4	弹翼面积与几何尺寸	94
2.5	空气舵几何尺寸确定	95
2.6	弹体气动特性综合	97
2.7	气动外形数值计算	104
	复习思考题	106
第3章	稳定性和操控性及部位安排	108
3.1	静稳定裕度及其计算方法	108
3.2	无控弹体稳定性分析	110
3.2.1	飞行动力学方程组线性化	110
3.2.2	扰动运动的状态解及运动特性	112
3.2.3	短周期扰动运动及稳定性	114
3.2.4	火箭稳定性与尾翼尺寸	117
3.3	导弹机动性和操纵性	120

3.3.1	机动性和操纵性概念	120
3.3.2	法向过载、机动性能的计算	121
3.3.3	机动方式	122
3.3.4	操纵方式及其效率	126
3.3.5	导弹舵偏摆的方向	129
3.4	弹体操控特性计算和分析	129
3.4.1	操控特性计算	130
3.4.2	操纵耦合分析	133
3.5	等效舵偏角与实际舵偏角之间的关系	135
3.5.1	空气舵偏转角的分配	135
3.5.2	推力向量等效摆角或等效舵偏角的计算	136
3.6	部位安排	138
3.6.1	导弹部位安排的任务及其基本要求	138
3.6.2	部位安排的约束	138
3.6.3	放宽静稳定度的设计	145
3.6.4	改变静稳定度的方法	148
3.7	保证弹上设备的工作条件问题	149
3.7.1	战斗部系统	150
3.7.2	弹上制导设备	150
3.7.3	动力装置	152
3.7.4	弹体承力结构安排	154
3.8	总体结构布局与模样装配图	156
	复习思考题	160
第4章	推进系统选择	162
4.1	固体火箭发动机	163
4.1.1	典型固体火箭发动机结构	163
4.1.2	材料选择	167
4.2	固体火箭发动机内弹道计算	171
4.3	星形装药的燃面规律	173
4.3.1	减面与恒面燃烧的条件	173
4.3.2	星形药柱燃面计算	175
4.4	空气喷气发动机	184
4.5	冲压发动机温度方程及温度受限	190
4.6	冲压发动机的比冲和推力预测	192
4.7	冲压发动机与助推器集成	194

4.8 冲压发动机进气口选择	196
4.8.1 进气口	196
复习思考题	199
第5章 总体参数设计	201
5.1 平面运动方程与相对量总体参数	201
5.1.1 相对量总体参数	202
5.1.2 相对参数表示的运动方程组	203
5.2 导出型质量方程	204
5.3 多级导弹最佳质量分配	205
5.4 相对量总体参数选择方法	207
5.4.1 推重比的选择	207
5.4.2 起飞截面载荷系数或翼面载荷系数选择	209
5.4.3 总体参数确定及举例	211
5.5 基于发动机工作参数考虑的固体导弹总体设计	215
5.5.1 发动机直径选择	216
5.5.2 发动机工作压力选择	217
5.5.3 喷管膨胀比的选择	219
5.6 固体导弹展开型质量方程	222
5.6.1 固体发动机壁厚理论	222
5.6.2 展开型质量方程	224
5.7 与发动机一体化的参数设计	226
5.8 多级导弹逐级参数优化设计方法	238
5.8.1 引言	238
5.8.2 多级导弹的动态规划	238
5.8.3 数值解法	240
5.9 分离问题	242
5.9.1 分离参数设计	242
5.9.2 分离动力学仿真	244
复习思考题	251
第6章 弹道设计与制导	252
6.1 弹道设计概念	252
6.2 弹道导弹主动段飞行程序的选择	252
6.2.1 弹道式导弹飞行程序选择的基本原则	252
6.2.2 弹道式导弹飞行程序选择的工程方法	253

6.3	弹道导弹速度增益制导	258
6.4	助推滑翔导弹的弹道设计	259
6.4.1	飞行走廊	260
6.4.2	助推滑翔导弹的弹道设计	260
6.5	滑翔与再入制导	263
6.5.1	滑翔段制导	264
6.5.2	再入末制导	272
	复习思考题	279
第7章	姿态控制设计	280
7.1	弹道式导弹传递函数模型和控制器设计	280
7.2	面对称导弹大滚动角速度下的纵侧向交联问题	285
7.3	过载控制设计	288
7.3.1	法向力和法向力矩方程	288
7.3.2	动力学模型线性化	290
7.3.3	姿态动力学模型线性化数值举例	292
7.3.4	寻的导弹三回路自动驾驶仪	294
7.3.5	闭环回路的控制参数设计	296
7.3.6	仿真算例分析及其驱动器对控制性能的影响	298
7.4	喷气开关姿态控制	301
7.4.1	工作原理	301
	复习思考题	304
第8章	总体方案性能评估	305
8.1	评估内容	305
8.2	评估方法	306
附录1	球面三角形的基本知识	308
附录2	国内外部分固体导弹基本参数	309
参考文献	311

第1章 设计基础

1.1 导弹分类、战术技术要求和研制过程

1. 导弹分类

按照作战使命,导弹分为战略导弹和战术导弹。战略导弹主要保持战略威慑用以攻击敌方战略目标(如政治经济中心、重要城市、战略导弹贮存发射基地、指挥中心、机场港口、交通枢纽、工业基地与发电厂等);战术导弹用以完成战役和战斗任务,攻击地面、海面或空中目标,其类型很多。习惯上按照弹道特征也可将导弹分为弹道导弹和有翼导弹,但也存在二者相结合的类型,如潘兴-II、“飞马”火箭。弹道导弹按射程又可划分为洲际导弹(射程大于8000km)、远程导弹(射程4000~8000km)、中程导弹(射程1000~4000km)、近程导弹(射程小于1000km)。有翼导弹又分为巡航(飞航式)导弹和其他有翼式导弹。导弹按级数可分为单级导弹和多级导弹,按照发射点位置可分为陆基、海基、空基和天基导弹,按照攻击目标可分为防空导弹、反舰导弹、反卫星导弹、反坦克导弹、反辐射导弹和对地攻击导弹,按照战斗部可分为常规战斗部导弹和核弹头导弹。

弹道导弹由于战斗部较重(少则300kg,多则3t)、射程较远,因此其起飞重量、推力和体量尺寸远大于有翼导弹,而且用燃气舵、摆动喷管等推力矢量控制,有翼导弹主要攻击或拦截小型目标,起飞加速快,多为空气舵操纵,可没有常规爆破战斗部而依靠高速动能和精确制导进行打击。

2. 战术技术要求

战术技术要求是导弹武器系统为完成特定战斗任务所需要的战术飞行性能、技术条件和使用维修性能的总称。战术飞行性能包括导弹的射程、机动过载、精度指标、作战高度、作战速度、突防能力、命中概率等。技术条件包括战斗部重量和尺寸、毁伤威力、导引头探测能力、发动机和控制设备的可生产或购买能力、研制与生产成本等。使用维修性能包括发射平台、发射方式、运输和贮存各阶段的尺寸限制、作战响应时间、伪装隐蔽特性、使用维护的方便性及贮存寿命和可靠性。

3. 导弹武器系统研制过程

导弹武器系统有一定的研制程序,大致分为以下几个阶段。

(1) 立项论证(Project Demonstration)。使用部门根据作战需求和装备发展规划,提出型号研制任务,会同工业部门进行调查研究,进行技术可行性论证,包括武

器装备构成、作战能力、现有预先研究基础和技术风险、军事和经济效益、经费需求和研制周期等。

论证工作结束后,提出战术技术指标、可行性论证报告及立项申请,报请有关部门批准。

(2) 方案设计(Conceptual Design)。战术技术指标是方案设计的依据,总体设计部门先要依据战术技术指标进行初步论证,提出一个基本可行的概念和方案,如级数、结构方案、动力方案、控制方案、总体参数、大致尺寸和起飞重量等,本书的主要内容就是方案设计。之后,进一步会同动力系统、制导控制系统、地勤发射系统等进行方案的论证,包括导弹武器系统的组成、技术方案、采取的技术途径、关键技术攻关项目、产品质量可靠性指标及控制措施、成本估算、各阶段的关键原材料、设备、器件,各系统的部门分工、研制计划路线图和网络图,编制研究任务书。

(3) 初步设计(Preliminary Design)。总体部门在方案设计的基础上,会同各分系统部门开展总体方案的初步设计,各分系统依据总体提出的的技术指标和参数论证技术可行性,如果难以满足,则需要与总体协调,修改总体方案,直到与分系统的实现匹配,才算确定导弹武器系统的总体方案。

(4) 详细设计(Detailed Design)。在初步设计之后,各分系统依据总体确定的任务、技术指标和参数开展下一轮的详细设计和试制,精确到对每一部件、零件都要设计、计算和分析,并加工试制和试验。

(5) 加工测试(Process & Test)。把设计加工出来的分系统、部件或导弹称为样机。有了样机,还要进行各种地面模拟试验和仿真试验,如外形风洞试验、发动机点火试车、战斗部试验、引信试验、制导系统半实物仿真试验、结构强度和振动试验等。

(6) 试飞定型(Flight & Finalization)。经过若干次的飞行试验,考核各项战术技术指标和技术要求,并由试验数据对设计进行改进,最后由承担设计定型试验任务的部门依据定型计划和大纲、试飞数据进行全面的试验鉴定,完成设计定型。

设计定型后,工业部门按照设计定型的图纸、技术文件和资料,进行试生产和鉴定,确定达到生产定型标准后,方可申请生产定型。批准同意生产定型,整个导弹武器系统的研制才算结束。

导弹是武器系统中的主要部件,导弹本体的设计是关键。要想学会导弹总体设计,先要清楚其力学特性和表征,因为在飞行过程中作用在导弹上的空气动力是复杂的分布力系。

1.2 空气动力、压力中心和焦点

空气动力是空气对飞行器的反作用力。当可压缩的黏性气流流过导弹各部件的表面时,由于整个表面上出现不对称压差,因此产生了压力;空气对导弹表面又

有黏性摩擦,产生了摩擦力,这两部分力合在一起,就形成了作用在导弹上的空气动力,空气动力的作用线一般不通过导弹的质心,形成了对质心的气动力矩。

推力是发动机工作时,推进剂在燃烧室产生的高温高压燃气流经拉瓦尔喷管加速喷出所形成的与喷流方向相反的作用力。推力矢量理论上假设与弹体纵轴重合,若推力矢量的作用线不通过导弹的质心,则形成推力偏心矩。

作用于导弹上的引力是地球的吸引力,而重力应是地心引力和因地球自转所产生的离心惯性力的合力。

控制力是空气舵等发生主动偏转而受到的气流反作用力,而燃气舵、摆动喷管的控制力是推力矢量非轴向方向的正交分量,控制力对导弹质心的力矩就是操纵力矩(或控制力矩)。

1.2.1 坐标系

空气动力的大小与气流相对于弹体的方位有关,常把作用在导弹上的空气动力 R 沿速度坐标系或弹体坐标系各轴分解成三个分量来进行研究,而相应的气动力矩 M 则沿弹体坐标系分解成三个分量,因此先介绍三个重要的坐标系。

1. 弹体坐标系 $cx_1y_1z_1$

如图 1-1 所示,原点取在导弹的质心 c 上, cx_1 轴与弹体纵轴重合,指向头部为正; cy_1 轴在弹体纵向对称平面内,垂直于 cx_1 轴,向上为正; cz_1 轴垂直于 x_1cy_1 平面,方向按右手定则确定。此坐标系与弹体固联,用于描述导弹相对发射系或发射惯性系 $ox_0y_0z_0$ 的俯仰、偏航和滚动姿态角 φ 、 ψ 、 γ 。弹道导弹常用 3-2-1 型欧拉角,而飞航导弹用 2-3-1 型欧拉角较方便。

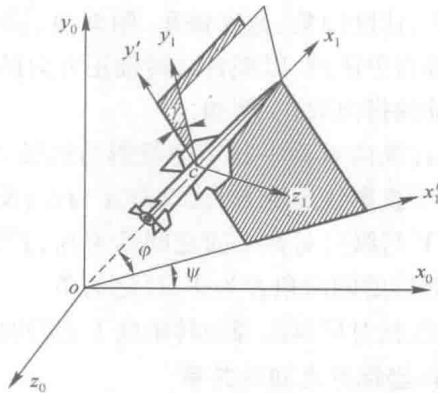


图 1-1 弹体坐标系描述的姿态角

2. 弹道坐标系 $cx_2y_2z_2$

如图 1-2 所示,为研究导弹相对地面的飞行方向以及建立运动方程式,要用到弹道坐标系,坐标系原点取在导弹质心 c , cx_2 轴沿导弹飞行速度方向, cy_2 轴在

铅垂平面内垂直于速度 V , 向上为正, cz_2 按右手法则确定, 用弹道倾角 θ 和弹道偏角 σ 表示与地面参考坐标系 $ox_0y_0z_0$ 的关系。

3. 速度坐标系 $cx_3y_3z_3$

原点取在导弹的质心 c 上, cx_3 轴与导弹速度矢量 V 重合, cy_3 轴位于弹体纵向对称面内与 cx_3 轴垂直, 向上为正; cz_3 轴垂直于 x_3cy_3 平面, 其方向按右手定则确定(图 1-3)。此坐标系与导弹速度矢量固联, 也是一个动坐标系, 方便描述阻力、升力。

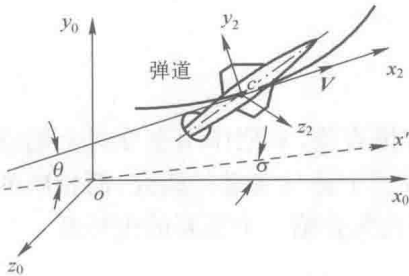


图 1-2 弹道坐标系

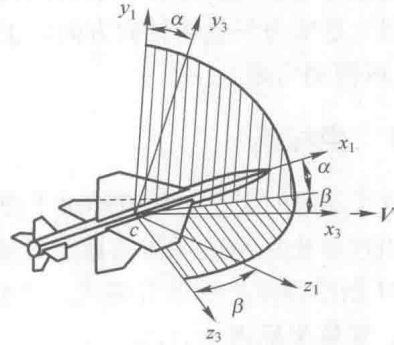


图 1-3 弹体坐标系与速度坐标系

其他坐标系, 如发射系、发射惯性系、地心系、视线系、地理系参见有关飞行力学书籍。

4. 欧拉角和气动力的符号

参数符号在编写弹道与飞行控制程序时很重要, 不能弄错。

攻角、侧滑角、倾侧角、速度倾角、速度偏角、俯仰角、偏航角和滚动角、升降舵和方向舵等的偏转角均按右手法则, 以绕各自转轴正方向的偏转角为正, 对应的气动力和力矩沿弹体坐标轴的指向取正, 例如

攻角 α : 速度矢量 V 在纵向对称平面上的投影与纵轴 ox_1 的夹角(图 1-3)按上述符号法则, 当纵轴位于投影线的上方时, 攻角 α 为正; 反之为负。

侧滑角 β : 速度矢量 V 与纵向对称平面之间的夹角, 若来流从右侧(沿飞行方向观察)流向弹体, 则所对应的侧滑角 β 为正; 反之为负。

升降舵偏角 δ_z : 空气舵相对尾翼后缘的转轴向下偏转时, 舵偏角定义为正。

5. 速度坐标系与弹体坐标系之间的关系

由上述坐标系的定义可知, 由速度坐标系到弹体坐标系的转换矩阵为

$$B_V = M_3[\alpha]M_2[\beta] = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}$$

速度坐标系与弹道坐标系之间差一个对速度轴方向矢量的滚动角(或倾侧

角) γ_V , 滚动角 γ 和倾侧角 γ_V 是两个不同的欧拉角。

1.2.2 压力中心和空气动力

导弹在大气中飞行时, 空气来流与导弹表面发生作用, 产生一个复杂的分布力系, 为研究这个气动力系对导弹作用的效应, 借助力系简化理论, 在弹体上找一点, 若使作用在该点上的一个合力的作用效应与这个气动力系等效, 那么该点称为导弹空气动力的压力中心, 简称为压心, 如图 1-4 所示。

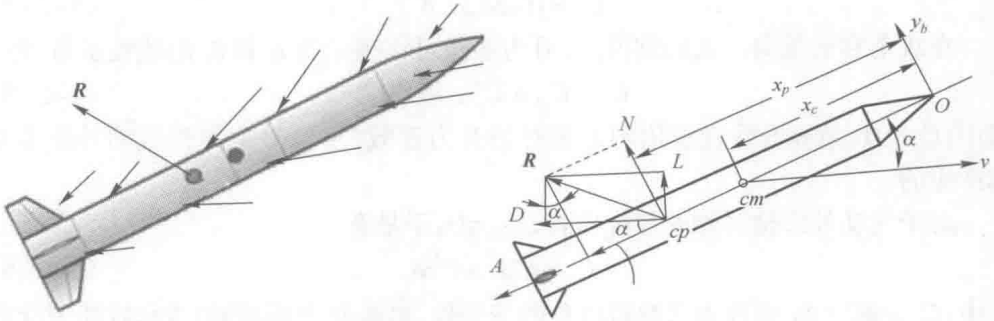


图 1-4 导弹压心与空气动力

空气动力矢量 R 沿速度坐标系分解为三个分量, 分别为阻力(用 X 或 D 表示)、升力(用 Y 或 L 表示)和侧向力 Z 。空气动力 R 也可沿弹体坐标系分解为三个分量, 分别为轴向力 X_1 (或 A)、法向力 Y_1 (或 N)和横向力 Z_1 , 这些力的符号统一规定沿坐标轴的正向取正。为方便使用, 空气动力的大小可表示成如下规范化的表达形式:

$$\begin{cases} X = C_x q S \\ Y = C_y q S \\ Z = C_z q S \\ q = \frac{1}{2} \rho V^2 \end{cases} \quad (1-2-1)$$

式中: C_x, C_y, C_z 为无量纲比例系数, 分别称为阻力系数、升力系数和侧向力系数, 它们是导弹速度、高度、攻角、侧滑角以及舵偏角等的函数。其中, ρ 为空气密度, V 为导弹飞行速度, S 为参考面积。

可见, 在导弹外形尺寸、飞行速度和高度(影响空气密度)给定的情况下, 导弹气动力计算就简化成了气动力系数 C_x, C_y, C_z 的计算或测量, 但注意风洞试验测量给出的是轴向力系数、法向力系数和横向力系数 C_A, C_N, C_{Z1} , 二者存在坐标系的转换关系。

$$[C_x \ C_y \ C_z]^T = V_B [C_A \ C_N \ C_{Z1}]^T \quad (1-2-2)$$

1. 升力

弹体升力可以近似为弹翼、弹身、尾翼(或舵面)等各部件产生的升力与各部